

УДК 521.32

**ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПЕРВЫХ ПРОЛЕТОВ
НАНОСПУТНИКА CUBEVEL-1
НАД УНИВЕРСИТЕТСКОЙ НАЗЕМНОЙ СТАНЦИЕЙ**

А. А. Спиридонов

старший преподаватель

Белорусский государственный университет

Д. В. Ушаков

кандидат физико-математических наук

Белорусский государственный университет

В. Е. Черный

старший научный сотрудник

Белорусский государственный университет

В. А. Саечников

доктор физико-математических наук

Белорусский государственный университет

Проведено предполетное прогнозирование орбитальных параметров наноспутника CubeVel-1 Белорусского государственного университета на основе численного анализа истории 5 запусков в 2018 г. космических аппаратов на солнечно-синхронную орбиту с китайского космодрома Цзюцюань двухступечатыми ракетносителями Long March 2C и 2D. В модели возмущенного кругового движения определен вектор состояния наноспутника БГУ CubeVel-1 на момент времени эпохи по известным значениям времени запуска, наклонению орбиты, продолжительности активного участка траектории выведения. На основе предсказанного вектора состояния $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (95.2 \text{ мин}, 97.5^\circ, 323^\circ, 160.2^\circ)$ наноспутника CubeVel-1 на момент времени эпохи $t_e = 3220 \text{ с}$ для времени запуска 29 октября 2018 г. 00:43:14 UTC проведено численное моделирование параметров наведения антенны и доплеровского сдвига частоты для первых пролетов над наземной станцией приема БГУ, что позволило после запуска первыми в мире декодировать телеметрию.

Ключевые слова: определение орбиты наноспутника, возмущенное круговое движение, наземная станция приема, радиосигналы телеметрии, доплеровский сдвиг частоты, орбитальные параметры.

Введение

При разработке университетами собственных образовательных космических аппаратов (КА) актуальной является проблема предполетной оценки их орбитальных параметров. Это необходимо как для планирования работы спутника в первые сутки полета, так и для его поиска, идентификации (при групповом запуске), проведения первоначальных сеансов радиосвязи. Существует много примеров запуска университетских образовательных КА, когда КА аппарат был утерян после запуска [1; 2]. Обычно университетские сверхмалые космические аппараты (СМКА) разрабатывают по стандарту Cubesat [3; 4]. Из анализа усредненных орбитальных параметров в формате TLE было показано [5; 6], что существуют две характерные орбиты СМКА стандарта Cubesat, связанные с двумя способами их запуска. Первый способ – это запуск с международной космической станции (МКС). Вто-

рой способ – это попутный запуск на солнечно-синхронную орбиту в группировке из нескольких таких же Cubesat обычно вместе с основной полезной нагрузкой запуска со спутником дистанционного зондирования. Обычно провайдер запуска предоставляет информацию в виде Интерфейсного контрольного документа для попутного запуска спутника и ракетносителя (Interface control document for piggyback satellite and Launch Vehicle). Этот документ содержит информацию о параметрах запуска ракетносителя, отделения спутника от ракетносителя, профиле полета ракетносителя.

В первые часы после запуска сверхмалого космического аппарата очень важно принять и декодировать сигнал его маяка для проверки работы его бортовых систем, оценки работоспособности, принятия оперативных решений по управлению. Эти задачи можно решить, спрогнозировав интервалы времени и параметры пролета СМКА над университетской наземной станцией приема. Обычно для прогнозирования движения СМКА используется модель SGP4 [7]. Модель SGP4 использует двухлинейные элементы (TLE – two-line elements) в качестве начальных данных для прогнозирования орбиты [7; 8]. Эти TLE в настоящее время предоставляются Североамериканским Командованием воздушно-космической обороны (NORAD – the North American Aerospace Defense Command). Но в первые часы после запуска СМКА в базе данных системы NORAD отсутствует информация по его орбитальным параметрам. А так как связь между низкоорбитальным СМКА и наземной станцией ограничена несколькими минутами 5-6 раз в день, то для успешной работы в первые дни полета для поиска СМКА, приема его телеметрии необходимо подключить как можно больше радиолюбительских станций по всему миру. Поэтому предварительная оценка и публикация предполагаемых орбитальных параметров запускаемого спутника является необходимым условием для его успешного поиска и осуществления устойчивой радиосвязи. Еще одна решаемая задача в первые дни полета это идентификация спутника при его групповом запуске. После запуска первые TLE космических аппаратов группового запуска предоставляются системой NORAD без имени КА, вместо которого вставляют неопределенное имя OBJECT A, OBJECT B и т.д. После осуществления разработчиками КА устойчивой радиосвязи с ним, приема и декодирования телеметрии и подтверждения этой информации в TLE файле появляется имя КА, и он идентифицируется в международных каталогах.

Университетский наноспутник БГУ CubeBel-1 запускался с китайского космодрома Цзюцюань (Jiuquan Satellite Launch Center) попутным запуском двухступечатым ракетносителем Long March 2C [9-10]. Координаты космодрома Цзюцюань широта $40^{\circ}58'03''$ С.Ш., долгота $100^{\circ}16'43''$ В.Д. (Latitude: $40^{\circ}58'03''$ N; Longitude: $100^{\circ}16'43''$ E) [11]. Предполагаемая солнечно-синхронная орбита имела наклонение $i = 97,5^{\circ}$, период обращения $T = 95$ мин., высота орбиты $H = 520$ км. Планируемое время запуска 29 октября 2018 г., 00:40:00 UTC. Перед запуском университетского наноспутника БГУ BSUSat-1 была поставлена задача на основании анализа запусков с китайского космодрома Цзюцюань с помощью двухступечатых ракетносителей Long March 2C и 2D на солнечно-синхронную орбиту оценить предполагаемые орбитальные параметры, провести прогнозирование первых пролетов наноспутника над университетской наземной станцией приема (НСП), создать начальный TLE файл и опубликовать его в Internete для возможности приема международной сетью станций приема “Satnogs” и радиолюбителями по всему

миру. Этот анализ даст возможность оперативно изменить TLE файл при изменении времени запуска, решить задачу идентификации наноспутника в групповом запуске из 8 спутников.

Теоретическая модель

Для прогнозирования первых пролетов наноспутника над университетской НСП необходимо определить его вектор состояния на момент времени эпохи t_e . В работе рассматривается методика определения вектора состояния запускаемого наноспутника в модели возмущенного кругового движения на момент времени эпохи [5; 6; 12]

$$\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e), \quad (1)$$

где T_e – период обращения, i_e – наклонение орбиты к плоскости экватора; u_e – аргумент широты и Ω_e – долгота восходящего узла в момент времени t_e .

При прогнозировании в модели возмущенного кругового движения для момента времени t_k два орбитальных параметра СМКА период обращения T и наклонение орбиты i остаются неизменными

$$T(t_k) = T_e, i(t_k) = i_e, \quad (2)$$

а два других орбитальных параметра СМКА аргумент широты u и долгота восходящего узла Ω испытывают вековые возмущения, связанные с нецентральной силой тяготения Земли (учитывалась только вторая зональная гармоника в разложении для потенциала силы тяготения) [12; 13]:

$$\Omega(t_k) = \Omega_e - \frac{3}{2} J_2 n \left(\frac{R_E}{R} \right)^2 \cos i (t_k - t_e), \quad (3)$$

$$u(t_k) = u_e + \frac{3}{4} J_2 n \left(\frac{R_E}{R} \right)^2 (8 \cos^2 i_e - 2) (t_k - t_e). \quad (4)$$

$R = (\mu T^2(t_k) / 4\pi^2)^{1/3}$ – радиус орбиты спутника; $R_E = 6378.137$ км – средний экваториальный радиус Земли; $\mu = 398600,5$ км³/с² – гравитационный параметр Земли; $n = 2\pi/T(t_k)$ – угловая скорость спутника (среднее движение); $J_2 = 0.0010826267$ – вторая зональная гармоника.

Если известно планируемое наклонение солнечно-синхронной орбиты i , то период этой орбиты можно оценить по формуле [14]

$$T = 2\pi R_E \left(\frac{R_E}{\mu} \right)^{1/2} \left(-\frac{K_0 T_s}{2\pi} \cos i \right)^{3/7}, \quad (5)$$

где $K_0 = \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{\mu}{R_E^3} \right)^{1/2} = 2.012788 \cdot 10^{-8}$ рад/с; $T_s = 31558149.504$ с – звездный год.

Как показано в [14], для оценки долготы восходящего узла Ω орбиты на момент времени запуска t_0 СМКА необходима информация о широте φ_0 и долготе λ_0 точки выведения, среднем звездном времени на дату запуска θ_0 , продолжительности активного участка траектории выведения τ_a

$$\Omega = \omega_E (t_0 + \tau_a) + \lambda_0 + \theta_0 - \Delta\lambda, \quad (6)$$

где $\omega_E = 7.2921159 \cdot 10^{-5}$ рад/с угловая скорость вращения Земли; $\Delta\lambda = \arcsin\left(\frac{tg\varphi_0}{tgi}\right)$.

В процессе выведения КА на орбиту отработавшие ступени либо ускорители первой и второй ступеней ракетносителя должны падать в специально выделенные для этих целей районы, где они не могут нанести какого-либо вреда [15]. Трассы пролета ракетносителей с близкими значениями продолжительности активного участка траектории выведения τ_a после запуска в первые минуты должны совпадать.

Следовательно, в первые минуты полета после отделения КА от ракетносителя трасы самих КА также должны совпадать. Поэтому предполагается, что значения аргумента широты u_{new} КА новых запусков на солнечно-синхронную орбиту с близкими значениями наклонений орбиты и схожими ракетносителями в моменты времени $t_0 + \tau_a + \Delta t$ должны совпадать со значениями предыдущих запусков u_{old}

$$u_{new}(t_0^{new} + \tau_a^{new} + \Delta t) = u_{old}(t_0^{old} + \tau_a^{old} + \Delta t), \quad (7)$$

где t_0^{new} , t_0^{old} – моменты времени предыдущего и последующего запусков; τ_a^{old} , τ_a^{new} – продолжительности активного участка траектории выведения для предыдущего и последующего запусков; Δt – интервал в несколько минут.

Таким образом, для оценки вектора состояния (1) на момент времени эпохи $t_e = t_0 + \tau_a + \Delta t$ по известным значениям времени запуска t_0 , наклонению орбиты i_e , продолжительности активного участка траектории выведения τ_a по формулам (5) и (6) необходимо найти период обращения T_e и долготу восходящего узла Ω_e . Затем, проанализировав предыдущие запуски КА с целевого космодрома схожими ракетносителями, найти оценку аргумента широты u_e . После того как вектор состояния $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e)$ полностью определен, используя модель возмущенного кругового движения СМКА [5–6; 12] необходимо спрогнозировать угол места el , азимут az_i и доплеровский сдвиг частоты Δf_{calc} радиосигналов телеметрии на интервалах пролета наноспутника над университетской НСП (на интервалах где $el > 0$). Таким образом, задача численного моделирования параметров первых пролетов наноспутника над университетской НСП будет решена.

Результаты моделирования

Для анализа орбитальных параметров КА, запущенных с помощью двухступенчатых ракетносителей Long March 2С и 2D с китайского космодрома Цзюцюань, были выбраны 5 запусков [16] за период с января по октябрь 2018 г. на солнечно-синхронные орбиты с наклонениями i равными 97,3°; 98°; 98,27°; 98,28°, как показано в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры запусков КА двухступечатыми ракетносителями Long March 2C и 2D с китайского космодрома Цзюцюань за период с января по октябрь 2018 г.

Дата и время запуска (UTC)	Ракетноситель	τ_a , с	Название спутника (страна)	Номер NORAD / COSPAR	i , °
13 январь, 07:10:10	Long March 2D	550	LKW-3 (Китай)	43146 / 2018-006A	97,33
2 февраль 07:51:04	Long March 2D	550	Fengmaniu-1 (Китай) NuSat-5 (Аргентина) Zhangheng-1 (Китай) NuSat-4 (Аргентина) GOMX-4B (Дания) GOMX-4A (Дания) Shaonian Xing (Китай)	43192 / 2018-015A 43193U 2018-015B 43194U 2018-015C 43195U 2018-015D 43196U 2018-015E 43197U 2018-015F 43199U 2018-015H	97,33 97,20 97,33 97,33 97,32 97,32 97,31
17 март 07:10:04.842	Long March 2D	550	LKW-4 (Китай)	43236 / 2018-025A	97,33
2 июнь 04:13:04	Long March-2D	550	Гаофэнь-6 (Китай) Лоцзя-1 (Китай)	43484 / 2018-048A 43485 / 2018-048B	98.05 98.05
9 октябрь, 02:43:03.812	Long March 2C	566	Яогань-32-01A (Китай) Яогань-32-01B (Китай)	43642 / 2018-077A 43643 / 2018-077B	98,27 98,28

Ракетносители Long March 2C и 2D имеют близкие значения продолжительности активного участка траектории выведения. Вначале орбитальные параметры из TLE файлов КА за первые 25 дней полета усреднялись, чтобы избежать больших ошибок при дальнейшем моделировании. Это связано с большим разбросом орбитальных параметров в первые дни полета, полученных из TLE файлов, относительно их истинного значения.

Используя TLE файлы и SGP модель, проводилось моделирование аргумента широты u на 10 мин. интервале от момента времени запуска плюс 10 мин. На рис. 1а представлены графики отклонения аргумента широты u спутников группового запуска из 7 спутников 2 февраля 2018 г относительно первого спутника в запуске Fengmaniu-1. Как видно из рис. 1а, отклонения аргумента широты u у спутников из одного группового запуска за время моделирования отличаются менее чем на 0.2° , что позволяет для прогнозирования последующих запусков рассматривать параметры только одного из спутников группировки. На рис. 1б представлены графики отклонения аргумента широты u спутников для 4 различных по времени в 2018 г. запусков КА с помощью двухступечатых ракетносителей Long March 2C и 2D с китайского космодрома Цзюцюань относительно запуска 13.01.2018 г. спутника LKW-3. Как показано на рис. 1б, значения аргумента широты u у спутников с близкими значениями наклонения орбиты (запуски 13.01, 02.02, 17.03) за время моделирования отличаются менее чем на 0.5° , в то время максимальные отклонения значений аргумента широты u у спутников с разностью между наклонениями в 0.72° (запуск 02.06) и 0.95° (запуск 09.10) достигают 2.5° и 4.5° .

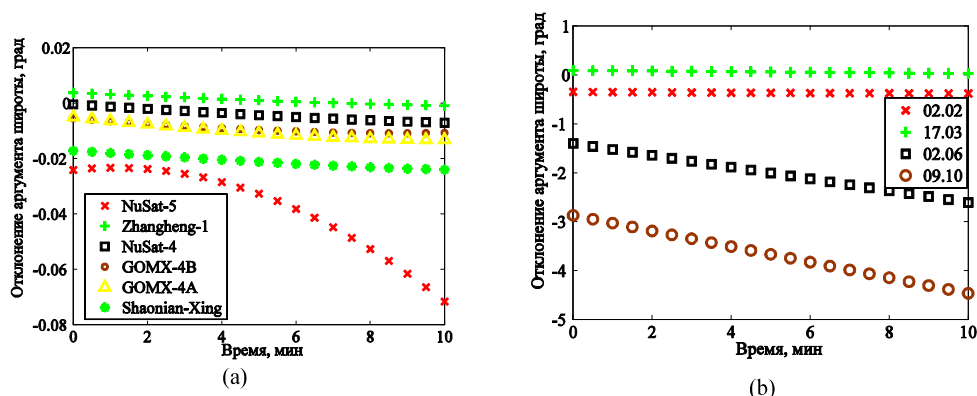


Рисунок 1 – Отклонения аргумента широты (Delta u) от времени: (а) для каждого КА из группового запуска из 7 спутников 2 февраля 2018 г. относительно первого спутника в запуске Fengmaniu-1; (б) для КА 4 различных по времени в 2018 г. запусков относительно запуска 13.01.2018 г. спутника LKW-3

Для проверки методики расчета начального вектора состояния проводилось моделирование вектора состояния СМКА GOMX-4A запуска 2 февраля 2018 г. по анализу предыдущего запуска 13 января 2018 г. КА LKW-3 (время запуска $\tau_a^{LKW3} = 07:10:00$ UTC = 25800 с, продолжительность активного участка $\tau_a^{LKW3} = 550$ с). Исходные данные для моделирования были время запуска $t_0^{GOMX4A} = 2$ февраля 07:51:04 UTC = 28260 с, планируемое наклонение орбиты $i = 97.3^\circ$, продолжительность активного участка $\tau_a^{GOMX4A} = 550$ с. Планируемое наклонение солнечно-синхронной орбиты i СМКА GOMX-4A позволило по формуле (5) получить оценку периода этой орбиты $T = 94.2$ мин. Оценка долготы восходящего узла $\Omega = 165.4^\circ$ орбиты на момент времени запуска t_0 СМКА была получена по формуле (6) по данным о широте $\varphi_0 = 40^\circ 58' 03''$ N и долготе $\lambda_0 = 100^\circ 16' 43''$ E космодрома Цзюцюань, наклонении солнечно-синхронной орбиты i и продолжительности активного участка траектории выведения τ_a^{GOMX4A} .

По данным запуска 13 января 2018 г. КА LKW-3 на момент времени $t_0^{LKW3} + \tau_a^{LKW3} + 60 = 26410$ с, используя усредненные орбитальные параметры, был проведен расчет аргумента широты $u = 160.2^\circ$, который согласно (7) равен аргументу широты u СМКА GOMX-4A на момент времени эпохи $t_e = \mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = 28870$ с. Таким образом был оценен вектор состояния для модели возмущенного кругового движения СМКА GOMX-4A на момент времени эпохи t_e $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (94.23 \text{ мин}, 97.3^\circ, 165.4^\circ, 160.2^\circ)$. На интервале от t_e до $t_e + 6$ ч, используя модель возмущенного кругового движения, были численно смоделированы параметры первых пролетов наноспутника над университетской НСП Минск (широта $\varphi = 53^\circ 54' 27''$ СШ, долгота $\lambda = 27^\circ 33' 52''$ ВД, высота $H = 0.23$ км). Первый пролет на интервале от 10:58:00 до 11:05:25 UTC с максимальным углом места 5° был неудачным для приема телеметрии.

Смоделированные параметры (угол места, азимут, доплеровский сдвиг частоты радиосигналов телеметрии) второго пролета на интервале от 12:31:00 до 12:42:00 UTC с максимальным углом места 49° показаны на рис. 2а. Проведена оценка точности прогнозирования угла места, азимута и доплеровского сдвига

частоты радиосигналов телеметрии СМКА GOMX-4A по модели кругового возмущенного движения на этом интервале приема в сравнении с моделью SGP 4 и начальными данными в формате TLE, как представлено на рис. 2, б. Показано, что абсолютные ошибки прогнозирования угла места и азимута не превосходили 2° и 5° соответственно, абсолютная ошибка прогнозирования доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии не превосходила 600 Гц, что при соответствующей настройке приемника является достаточным для успешного приема радиосигналов телеметрии и их декодирования.

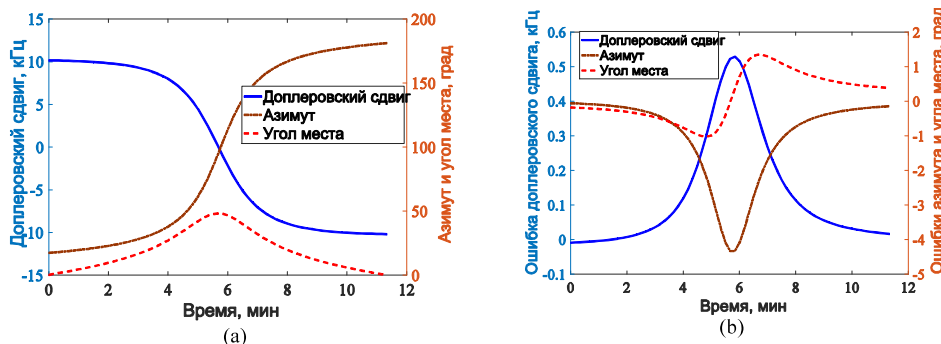


Рисунок 2 – Смоделированные параметры второго пролета СМКА GOMX-4A над университетской НСП Минск от времени: (а) угол места, азимут, доплеровский сдвиг частоты радиосигналов телеметрии; (б) абсолютные ошибки прогнозирования угла места, азимута, доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии

Также, используя данные предыдущего запуска 13 января 2018 г. КА LKW-3 (время запуска $t_0^{LKW3} = 07:10:00 \text{ UTC} = 25800 \text{ с}$, продолжительность активного участка $\tau_a^{LKW3} = 550 \text{ с}$) и исходные данные для моделирования запуска наноспутника БГУ CubeBel-1, было время запуска $\tau_a^{CubeBel} = 29 \text{ октября } 2018 \text{ г. } 00:40:00 \text{ UTC} = 2400 \text{ с}$, планируемое наклонение орбиты $i = 97.5^\circ$, продолжительность активного участка $\tau_a^{CubeBel} = 566 \text{ с}$. Планируемое наклонение солнечно-синхронной орбиты i CubeBel-1 позволило по формуле (5) получить оценку периода этой орбиты $T = 95.2 \text{ мин}$. Оценка долготы восходящего узла $\Omega = 322.4^\circ$ орбиты на момент времени запуска t_0 СМКА была получена по формуле (6) и по данным запуска 13 января 2018 г. КА LKW-3 получена оценка аргумента широты $u = 160.2^\circ$ на момент времени эпохи $t_e = t_0^{CubeBel} + \tau_a^{CubeBel} + 60 = 3026 \text{ с}$. Таким образом был оценен вектор состояния $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (95.2 \text{ мин.}, 97.5^\circ, 322.4^\circ, 160.2^\circ)$ для модели возмущенного кругового движения наноспутника CubeBel-1 на момент времени эпохи t_e , сгенерирован начальный TLE файл и опубликован в Интернете на сайтах радиолюбительского сообщества [17].

CubeBel-1

1 99995U 18992D 18302.03574537 .00001954 00000-0 81824-4 0 1233

2 99995 97.5255 321.9463 0003881 127.0729 37.5224 15.14680732 13

После получения точного запуска время $t_0^{CubeBel} = 29 \text{ октября } 2018 \text{ г. } 00:43:14 \text{ UTC} = 2594 \text{ с}$ наноспутника БГУ CubeBel-1 вектор состояния был уточнен $t_0^{CubeBel} + \tau_a^{CubeBel} + 60 = (95.2 \text{ мин.}, 97.5^\circ, 323^\circ, 160.2^\circ)$ для модели возмущенного кругового движения наноспутника CubeBel-1 на момент времени эпохи

$t_e = t_0^{CubeBel} + \tau_a^{CubeBel} + 60 = 3220$ с. На основе вектора состояния также был уточнен начальный TLE файл. На интервале от t_e до $t_e + 6$ ч, используя модель возмущенного кругового движения, были численно смоделированы параметры первых пролетов наноспутника CubeBel-1 над университетской НСП Минск. Первый пролет на интервале от 03:51:00 до 03:58:00 UTC с максимальным углом места 5° был неудачным для приема телеметрии.

Проведена оценка точности прогнозирования угла места, азимута и доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии СМКА CubeBel-1 на интервале второго пролета от 05:24:00 до 05:35:00 UTC (с максимальным углом места 50°) по модели кругового возмущенного движения на этом интервале приема в сравнении с моделью SGP 4 и начальными данными в формате TLE. Показано, что абсолютные ошибки прогнозирования угла места и азимута не превосходили 2° и 3° соответственно, абсолютная ошибка прогнозирования доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии не превосходила 350 Гц, что при соответствующей настройке приемника является достаточным для успешного приема радиосигналов телеметрии и их декодирования. Это позволило в первые сутки после запуска 29 октября 2018 г. успешно принять телеметрию наноспутника десяткам радиолюбителей с 5 континентов, а университетской наземной станции БГУ первой в мире декодировать телеметрию CubeBel-1. Также на третьи сутки полета CubeBel-1 был идентифицирован в международных каталогах и появился в базе данных спутников стандарта Cubesat на сайте CelesTrak.

Заключение

Таким образом, разработана методика определения вектора состояния запускаемого спутника в модели возмущенного кругового движения на момент времени эпохи. Согласно этой методике первоначально по известным значениям времени запуска t_0 , наклонению орбиты i_e , продолжительности активного участка траектории выведения τ_a оцениваются период обращения T_e и долгота восходящего узла Ω_e спутника. Затем по результатам анализа истории запусков с целевого космодрома схожими по параметрам ракетносителями по начальным TLE файлам космических аппаратов численно прогнозируются орбитальные параметры в первые минуты после запуска и рассчитывается аргумент широты на момент времени эпохи запускаемого спутника. Данная методика тестировалась для расчета начального вектора состояния и численного моделирования параметров первых пролетов над университетской НСП Минск СМКА GOMX-4A запуска 2 февраля 2018 г. по анализу предыдущего запуска 13 января 2018 г. КА LKW-3. Получено, что в сравнении с расчетами в модели SGP абсолютные ошибки прогнозирования угла места и азимута не превосходили 2° и 5° соответственно, абсолютная ошибка прогнозирования доплеровского сдвига частоты радиосигналов телеметрии не превосходила 600 Гц, что при соответствующей настройке приемника является достаточным для успешного приема радиосигналов телеметрии и их декодирования.

Проведено предполетное прогнозирование орбитальных параметров наноспутника CubeBel-1 Белорусского государственного университета на основе численного анализа истории 5 запусков в 2018 г. космических аппаратов на солнечно-синхронную орбиту (наклонение $i = 97,5^\circ$, высота орбиты $H = 520$ км) с китайского космодрома Цзюцюань двухступенчатыми ракетносителями Long March 2C

и 2D. На основе полученного вектор состояния $X(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (95.2 \text{ мин}, 97.5^\circ, 322.4^\circ, 160.2^\circ)$ наноспутника CubeBel-1 на момент времени эпохи для планируемого времени запуска 29 октября 2018 г. 00:40:00 UTC в модели возмущенного кругового движения за три дня до запуска сгенерирован начальный TLE-файл и опубликован в Интернете на сайтах радиолюбительского сообщества. После получения точного времени запуска 29 октября 2018 г. 00:43:14 UTC вектор состояния наноспутника БГУ CubeBel-1 на момент времени эпохи $t_e = 3220 \text{ с}$ был уточнен $X(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (95.2 \text{ мин}, 97.5^\circ, 323^\circ, 160.2^\circ)$ и проведено численное моделирование параметров наведения антенны и доплеровского сдвига частоты для первых пролетов наноспутника над университетской станции приема. Это позволило устойчиво принимать в первый день после запуска телеметрию наноспутника CubeBel-1 международной сетью станций приема “Satnogs” и радиолюбителями по всему миру, а университетской наземной станции БГУ первой декодировать телеметрию CubeBel-1.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Villela, T.* Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview / T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, R. Leonardi // International Journal of Aerospace Engineering. – 2019. – Vol. 2019. – P. 1–13. doi: 10.1155/2019/5063145.
2. *Swartwout, M.* The first one hundred CubeSats: a statistical look / M. Swartwout // Journal of Small Satellites. – 2013. – Vol. 2, №2. – P. 213–233.
3. *Bouwmeester, J.* Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology / J. Bouwmeester, J. Guo // Acta Astronautica. – 2010. – Vol. 67. – P. 854–862. doi:10.1016/j.actaastro.2010.06.004.
4. *Saetchnikov, V.* BSUSat-1 – Research educational lab - one year in orbit / V. Saetchnikov, S. Semenovich, A. Spiridonov, E. Tchernihavskaia, V. Cherny, I. Stetsko, S. Vasilenko, D. Buchinsky // Proceedings of IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace. – 2020. – P.111–116.
5. *Spiridonov, A. A.* Determination of the orbit of unknown ultra-small spacecraft based on the circular perturbed motion model and Doppler frequency shift measurements / A. A. Spiridonov, A. G. Kesik, V. A. Saetchnikov, V. E. Cherny, D. V. Ushakov // Moscow University Physics Bulletin. – 2020. – Vol. 75, № 5. – P. 488–495. doi: 10.3103/S0027134920050203.
6. *Spiridonov, A. A.* Small Satellite Orbit Determination Methods Based on the Doppler Measurements by Belarusian State University Ground Station / A. A. Spiridonov, V. A. Saetchnikov, D. V. Ushakov, V. E. Cherny and A. G. Kesik // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. – 2021. – Vol. 2, № 2. – P. 59–66. doi: 10.1109/JMASS.2020.3047456.
7. *Vallado, D. A.* Revisiting Spacetrack Report #3. / D. A. Vallado, P. Crawford, R. Hujsak, T. S. Kelso // in AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Keystone. – 2006. – P. 1–88. doi:10.2514/6.2006-6753.
8. *Wang, R.* Propagation errors analysis of TLE data / R. Wang, J. Liu, Q. Zhang // Advances in Space Research. – 2009. – Vol. 43. – P. 1065–1069. doi: 10.1016/j.asr.2008.11.017.
9. LM-2C USER’S MANUAL. Available online: <https://vdocuments.site/chinas-long-march-2c-users-manual.html> (accessed on 2 March 2021).
10. *Блинов, В. Н.* Ракеты-носители. Проекты и реальность: справ. пособие / В. Н. Блинов, Н. Н. Иванов, Ю. Н. Сеченов, В. В. Шалай. – Омск : Ом ЛГУ, 2011. – Кн. 2 : Зарубежные ракеты-носители. – 400 с.
11. *Железняков, А. Б.* Опыт освоения космоса Китайской Народной Республикой / А. Б. Железняков, В. В. Кораблев // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Серия: Наука и образование. – 2012. – Vol. 2, № 2. – P. 13–21.
12. *Capderou, M.* Satellites Orbits and Missions / M. Capderou. – France : Springer-Verlag, 2005. – 564 p.
13. *Vallado, D.* Fundamentals of Astrodynamics and Applications / D. Vallado. – Hawthorne : Microcosm Press, 2013. – 1106 p.

14. *Авдеевский, В. С.* Основы теории полета космических аппаратов / В. С. Авдеевский, Б. М. Антонов [и др.]. – М. : Машиностроение, 1972. – 608 с.
15. *Лысенко, Л. Н.* Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Л. Н. Лысенко, В. В. Бетанов, Ф. В. Звягин ; под общ. ред. Л. Н. Лысенко. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. – 518 с.
16. Long March 2D launches latest Ludikancha Weixing satellite. [Online]. Available: <https://www.nasaspaceflight.com/2018/01/long-march-2d-ludikancha-weixing-satellite-1/> [Accessed October 2018].
17. Сайт радиолюбительского сообщества Майка Рупрехта. <https://www.dk3wn.info/wp/digital>.

Поступила в редакцию 24.05.2021 г.

Контакты: sansan@tut.by

(Спиридонов Александр Александрович)

ushakovdv@bsu.by

(Ушаков Дмитрий Владимирович)

eu1xx@n1.by

(Черный Владимир Евгеньевич)

Saetchnikov@bsu.by

(Саечников Владимир Алексеевич)

Spiridonov A., Ushakov D., Cherny V., Sayechnikov V. PREDICTION OF THE FIRST PASSES OF THE CUBEDEL-1 NANOSATELLITE OVER THE UNIVERSITY GROUND STATION.

A pre-flight prediction of the orbital parameters of the nanosatellite CubeDel-1 of the Belarusian State University was carried out on the basis of a numerical analysis of the history of 5 spacecraft launches into a sun-synchronous orbit from the Jiuquan Satellite Launch Center (China) in 2018 by two-stage Long March 2C and 2D launch vehicles. In the model of perturbed circular motion, the state vector of the CubeDel-1 nanosatellite at the epoch time is determined from the known values of the launch time, the orbit inclination, and the time interval of the active launch trajectory. Based on the predicted state vector $\mathbf{X}(t_e) = (T_e, i_e, u_e, \Omega_e) = (95.2 \text{ min}, 97.5^\circ, 323^\circ, 160.2^\circ)$ of the nanosatellite CubeDel-1 at the epoch time $t_e = 3220 \text{ s}$ for the launch time of October 29, 2018, 00:43:14 UTC, numerical modeling of the antenna tracking parameters and the Doppler frequency shift for the first passes over the university ground receiving station was performed, which made it possible to be the first in the world to decode telemetry after launch.

Keywords: orbit determination of the nanosatellite, perturbed circular motion, ground station, radio telemetry signals, Doppler frequency shift, orbital parameters.